刚柔混合变弯度机翼控制方法研究

辛涛,李斌,高鹏

(西北工业大学航空学院,710072 西安)

摘 要:为实现机翼在驱动控制下弦向连续弯度变化,提出了一种刚柔混合式变后缘机翼。其中,机翼柔顺段结构采用柔性气动肌腱作为驱动装置。首先,推导了气动肌腱驱动力模型;其次,将柔顺结构等效为单关节机械臂结构,建立了其动力学模型;继而建立了基于名义模型的滑模变结构PI控制模型,并对比例系数、积分系数及滑模面参数进行了整定。在此基础上,搭建了翼肋柔顺段变弯度控制试验平台及典型机翼盒段综合偏转控制平台。验证了柔顺段结构在弹性变形范围内达到目标弯度的能力,翼肋实际变形曲线与目标变形曲线误差仅为8%;同时,对控制方法及参数的动态性能进行了测试,其作动响应时间为5.5 s,超调量为0,稳态误差为6%,表明了控制系统的合理性和有效性。最后,对翼盒进行了目标角度的综合控制试验,测试了整体系统的变结构性能。

关键词:弦向变弯度机翼;柔顺结构;气动肌腱;滑模变结构控制

中图分类号:V224.5 **文献标志码:**A

Study on control method of rigid-flexible variable camber wing

XIN Tao, LI Bin, GAO Peng

(School of Aeronautic, Northwestern Polytechnical University, 710072 Xi'an, China)

Abstract: A rigid-flexible hybrid variable trailing edge wing is proposed to realize the continuous chord wise camber change of the wing under drive control. Among them, flexible pneumatic muscle is used as the driving device for the flexible section structure of the wing. In the study on the controlling method, first, the pneumatic muscle drive force model is derived. Then, the pseudo-rigid body modeling method is used to approximate the flexible structure as a single-joint robotic arm structure and establish its dynamics model. In the next step, the PI control model of the sliding mode variable structure based on the nominal model is established, and the proportional coefficients, integral coefficients and sliding mode surface parameters are rectified. On this basis, the test platform of variable camber control of the flexible section of the wing rib and the integrated deflection control platform of the typical wing box section are built. Through the tests, the ability of the flexible section structure to achieve the target camber in the elastic deformation range is verified. The error between the actual deformation curve of wing rib and the target deformation curve is only 8%. The dynamic performance of the control method and parameters are tested. The actuation response time is 5.5 s, the overshoot is 0, and the steady-state error is 6%. The test results

收稿日期:2022-04-25 **修回日期:**2022-05-11

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 11872312)

通信作者:李斌,教授。E-mail:leebin@nwpu.edu.cn

引用格式:辛涛,李斌,高鹏. 刚柔混合变弯度机翼控制方法研究[J]. 应用力学学报,2022,39(3):468-475.

XIN Tao, LI Bin, GAO Peng. Study on control method of rigid-flexible variable camber wing[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2022, 39(3):468-475.

verify the reasonableness and effectiveness of the control system. Finally, a comprehensive control test of the target angle is conducted for the wing box to test the variable structure performance of the overall system.

Key words: chordal variable camber wing; flexible structure; pneumatic muscle; sliding mode variable structure control (SMVSC)

变体飞行器在飞行过程中,通过局部或整体改变飞行器的外形形状,使飞行器能够实时适应多种任务需求,且使其能够在多种环境下保持最优性能与效率,有效改善飞行器的飞行性能、扩展飞行包线并提高飞行效率[1]。

机翼作为飞机气动力最重要的承载部分,其气动性能直接影响到飞机的性能与飞行效率,因此设计一种外形可根据飞行状态及环境自适应调整的机翼将大幅提高飞机的性能及飞行品质。区别于现代飞机以下放前缘缝翼、后缘襟翼和副翼等增升机构来实现的非光滑连续翼型弯度变化[2],研制具有连续弦向弯度变化特征的变体机翼是目前变体飞机研究的热点方向之一。对于运输类飞机而言,弦向变弯度机翼一方面可根据飞机飞行状态实时保持最优升阻比、节省燃油、增大航程;另一方面还可以结合控制率的设计起到飞机载荷减缓、气动弹性剪裁、降噪及结构减重的效果。目前,弦向变弯度机翼研究主要集中在机翼前缘变弯度以及后缘变弯度技术。

机翼后缘变弯度技术中,除了需要设计合理的大变形结构,更需要针对不同的结构形式,选择合理的驱动器,并进行相应的控制方法设计。相较于传统的液压驱动器等笨重的机械结构方案,人们希望利用更轻质、能量密度更高的智能驱动器进行大变形结构控制。

基于以上原因,形状记忆合金、压电陶瓷、超声电机等新型驱动技术逐渐得到大家的关注。形状记忆合金具有大应变、大应力的优点[3],但其金属丝加热和冷却所需时间较长[4],驱动能力受环境因素影响较大,驱动性能不稳定、效率低下;另外,金属丝的疲劳寿命会严重制约驱动器的使用时间。压电材料因为灵敏度高、可设计性强等优点得到了广泛使用[3],但压电材料的驱动速度较慢[5],且输出的变形量有限,难以满足变体飞行器大变形的要求[6]。超声电机具有体积小、受外界因素影响小的优点[5],但恰恰受制于其体积,其输出的驱动力较小,往往仅用于小型无人机系统,并且在使用时往往需要多个电机驱动。这无疑会增加结构重量,甚至会抵消柔顺结构带来的气动效益。

气动肌腱作为一种新型的气动执行元件,主要由内部橡胶筒和外部金属纤维层组合而成[6]。在橡胶筒腔内充气后,气动肌腱可实现径向膨胀的同时轴向收缩。在收缩运动过程中,其拉伸力逐步减小,最终平稳地达到期望状态[7]。气动肌腱有常规驱动元件难以比拟的优点,如能量密度高、质量轻、柔性好、动作平滑、噪声低以及可根据不同应用场景进行定制等。

结构变形控制方面,其控制策略主要有 3 种,滑模变结构控制、自适应控制及鲁棒控制[8],其中滑模控制中的滑动模态可根据不同的应用场景进行设计且与对象参数及扰动无关。这使得变结构控制具有快速响应、对系统参数变化及扰动不灵敏,无需精确的动力学模型和专门的多变量解耦,无需在线辨识等优点。对于大变形后缘结构控制[9],由于其几何非线性的特点,线性控制系统对结构变形控制并不理想。驱动器气动肌腱在作动时可能出现的时延非线性,也将对控制系统有所影响。

本研究针对一种通过拓扑优化得到的刚柔混合式变后缘机翼结构进行控制方法设计。其中刚性段旋转变形通过伺服电机实现,而控制难点为气动肌腱驱动的柔顺段变形。对该部分,首先采用气动肌腱作为柔性结构的驱动器,并且进行了气动肌腱的力学建模;其次通过对柔性大变形结构伪刚体建模,将其等效为机械臂进行动力学建模[10-11];之后结合基于名义模型的 PI 滑模变结构控制方法[12],通过整定控制参数,实现了柔顺段结构变形的精确控制,并通过试验验证了该方法的有效性。

1 刚柔混合变弯度后缘设计

安装在机翼后缘的襟翼通常占机翼剖面总弦长的 25% ~35%,一些具有特殊任务要求的飞机后缘襟翼弦长占比可高达 40%。以常见中型运输机的机翼为设计参考尺寸,确定机翼设计总弦长为 3.33 m,后缘变弯度段为 1 m,占比为 30%,同时参照现有襟翼系统确定了弦向变弯度后缘段的目标偏转角度为 30°。在此基础上,以最优升阻比作为优化

目标[13-14]，选用 NACA0012 翼型为基础翼型进行了气动外形优化及量纲归一化处理，得到最终后缘偏转 30°的变弯度构型，如图 1 所示。

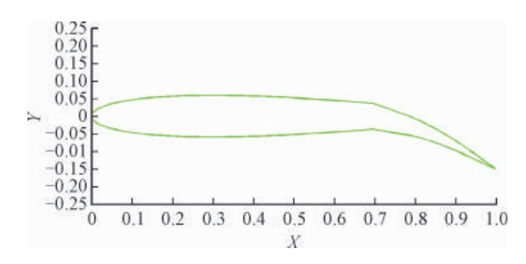


图 1　柔顺翼肋最优变弯度构型

Fig. 1　Optimal configuration of compliant rib

基于最优变弯度构型，对翼肋结构进行了设计。本研究选用航空 7075-T6 硬铝合金为可变体翼肋的设计材料。通过有限元分析可知，若将整个后缘变形段均设计为柔顺结构，则当结构下弯至目标角度时，其上下翼缘应力会超出材料的许用应力。因此，综合考虑翼肋材料的弹性许可变形能力，兼顾最优升阻特性实现需要，通过结构拓扑优化、形状优化及尺寸优化设计，得到了如图 2 所示的刚柔混合可变形翼肋。在机翼后缘变弯度段按照刚性、柔性与随动 3 段交替布置结构类型，分别占整个机翼后缘的 30%、40% 及 30%，其中柔性段及随动段整体最大偏角为 15°。之后，进行了典型机翼盒段的集成设计[15-18]，如图 3 所示。

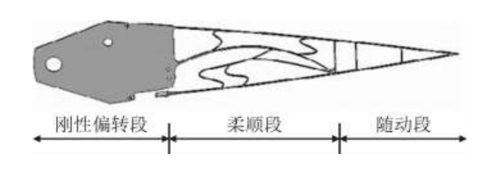


图 2　刚柔混合后缘翼肋结构

Fig. 2　Rigid-flexible coupled trailing edge structure

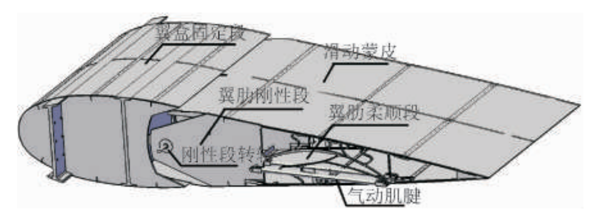


图 3　典型机翼盒段集成模型

Fig. 3　Typical wing box integration model

2　气动肌腱驱动模型

对于本研究中的刚柔混合变弯度后缘翼肋来说，不同类型的驱动装置适用于不同的设计目标，刚性偏转段通过伺服电机直接驱动曲柄连杆机构即可实现机翼下偏的精准控制，但对于柔顺段的驱动，要求充分发挥该段整体结构各部位的弹性变形来达到预期的变形量。通过对柔顺段的变形特性分析，其整体下偏过程与古代长弓的变形方式类似，且主要依赖于贯穿整个柔顺段的变截面曲梁，因此需采用一种类似长弓的驱动方式对柔顺段进行驱动。

气动肌腱以气源为动力，具备人体肌肉一样的运动方式[19]。其结构组成简单，除去肌腱两端的连接装置，主要功能实现部分是由中部的橡胶筒与外部刚度较大的缠绕纤维层构成[20]。由于气动肌腱的作动原理可以完全模拟长弓的拉弓驱动，同时气动肌腱的结构特点具备柔性可弯折和易于小型化的特性，因此可以布置于空间复杂且狭小的翼肋内部，同时气动肌腱由于其橡胶材质大大降低了其自身质量，有利于航空结构系统的减重。

因此，本研究将刚柔混合变弯度后缘翼肋中柔顺段的下偏变形驱动控制作为研究的重点，其控制流程如图 4 所示。

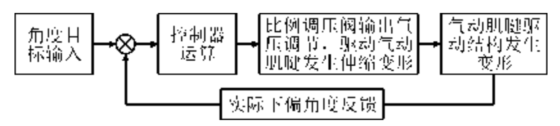


图 4　柔顺段下偏控制流程图

Fig. 4　Flow chart of downward bias control in compliant section

根据上述控制流程可知，除了控制器的设计外，还需要对气动肌腱驱动力及翼肋柔顺段结构进行数学建模。

首先，建立气动肌腱的驱动力数学模型是量化驱动器作动能力的主要途径，也是搭建柔顺翼肋结构变弯度驱动控制系统仿真模型的基础[21]。以气动肌腱为研究对象，如图 5 所示。

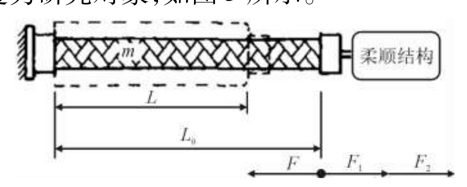


图 5　气动肌腱受力模型示意图

Fig. 5　Diagram pneumatic muscle force model diagram

由牛顿第二运动定律可以得到系统的动力学方程为

$$\frac{1}{2}m\frac{\mathrm{d}^2L}{\mathrm{d}t^2}=F_1+F_2-F \tag{1}$$

式中：m 为气动肌腱质量；L 为气动肌腱实时长度；F_1 为气动肌腱橡胶套筒弹性力；F_2 为力负载；F 为气动肌腱收缩力。

气动肌腱橡胶套筒弹性力表达式为

$$F_1 = AE\frac{L_0 - L}{L_0} \tag{2}$$

式中:A 为气动肌腱橡胶套筒截面积;E 为气动肌腱橡胶套筒弹性模量。

气动肌腱在充气产生收缩力时,由于纤维层的刚度远远大于内部橡胶套筒的刚度,可以认为单根纤维的长度 l 在收缩过程中保持恒定。

通过单根纤维的缠绕方式,可以得到纤维层中几何参数的函数关系表达式为

$$L = l\cos\theta \tag{3}$$

$$n\pi D = l\sin\theta \tag{4}$$

式中:l 为单根纤维长度;n 为纤维环绕圈数;D 为气动肌腱直径;θ 为缠绕纤维编织角。

假设气动肌腱橡胶套筒内体积在驱动过程中不发生变化,可以得到套筒内体积与橡胶套筒横截面积的关系表达式为

$$A = \frac{V_1}{L} \tag{5}$$

根据气动肌腱在任意一段微小区段内,定压气体对气动肌腱做功与气动肌腱收缩力对外做功相等,可以得到气动肌腱收缩力的表达式为

$$-F\mathrm{d}L = (p - p_0)\mathrm{d}V \tag{6}$$

将式(3)和式(4)代入式(6)中,可以得到

$$F = \frac{p - p_0}{4\pi n^2}(3L^2 - l^2) \tag{7}$$

式中:p 为气动肌腱内部气压;p_0 为标准大气压。

本研究中,为保证驱动载荷的对称输出,在每个翼肋两侧分别布置同规格的气动肌腱。实际建模及试验中,采用 FESTO 公司生产的 DMSP-10-270N 型气动肌腱。

3 滑模变结构控制器设计

根据翼肋柔顺段结构的变形特性,在控制系统中将该结构等效成单关节类机械臂结构[22]。建立翼肋柔顺段驱动仿真模型,首先是辨识结构参数,包括结构基于转动轴的转动惯量、结构质量及质心等,可在结构 3D 数字模型的建立过程中直接测得(见表 1),进而建立结构转动过程的动力学数学模型。

在实际中,真实的物理模型参数和干扰往往无法精确获得,需要考虑系统模型参数存在的建模误差。为获得精确的动力学模型,将其分离为确定部分及建模误差部分分别处理,称之为真实对象的名义模型。对于该翼肋柔顺部分,通过拉格朗日方法建立其动力学模型为

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + G(q) + K(q) = \tau - \tau_d \tag{8}$$

式中:M 为结构转动惯量;C 为结构变弯度阻尼;G 为结构重力产生的转动力矩;K 为结构等效关节的转动刚度;τ 与 τ_d 分别为控制力矩和外加干扰。

$$M = M_0 + E_M \tag{9}$$

$$C = C_0 + E_C \tag{10}$$

$$G(q) = G_0(q) + E_G \tag{11}$$

$$K(q) = K_0(q) + E_K \tag{12}$$

式中:E_M、E_C、E_G、E_K 为各模型参数的建模误差。

表 1 柔顺翼肋结构参数

Tab. 1 Structural parameters of compliant wing rib

转动惯量/(kg·m^2)	质量/kg	质心位置/m
0.012	0.10	(0.271,0.008)

作为一种特殊的鲁棒非线性控制方法,滑模控制目前已大量运用在机器人或机械臂关节控制领域[23-24]。本研究根据所设计柔性结构的变形特性,将使用滑模变结构控制方法结合系统名义模型实现其驱动控制[25]。在控制率的设计过程中,充分考虑结构建模过程中的模型误差。

控制器设计中,柔顺结构的变弯度驱动控制以其等效偏转角度为控制量,并将其作为控制系统反馈量[26-27],故定义角度追踪误差为

$$e(t) = q_d(t) - q(t) \tag{13}$$

式中:$q_d(t)$ 为理想角度信号;$q(t)$ 为实际角度信号。

定义滑模面函数为

$$s = \dot{e} + \Lambda e \tag{14}$$

式中 Λ 为滑模面斜率,该系数决定控制量趋于滑模零点的速度。

定义

$$\dot{q}_r = s(t) + \dot{q}(t) \tag{15}$$

由式(8)得

$$\begin{aligned}\tau &= M(q)\ddot{q} + C(q,\dot{q}) + G(q) + K(q) + \tau_d \\ &= M_0(q)\ddot{q}_r + C_0(q,\dot{q})\dot{q}_r + G_0(q) + K_0(q) + \\ &\quad E' - M(q)\dot{s} - C(q,\dot{q})s + \tau_d\end{aligned} \tag{16}$$

其中

$$E' = E_M\ddot{q}_r + E_C\dot{q}_r + E_G + E_K \tag{17}$$

控制器设计为

$$\tau = \tau_m + K_p s + K_i\int s\mathrm{d}t + \tau_r \tag{18}$$

式中:τ_m 为基于名义模型的控制率;τ_r 为克服系统建模误差及外界干扰的鲁棒项[28-29];$K_p > 0$,$K_i > 0$,

分别为比例系数、积分系数。

$$\tau_m = M_0(q)\ddot{q}_r + C_0(q,\dot{q})\dot{q}_r + G_0(q) + K_0(q) \quad (19)$$

$$\tau_r = K_r \mathrm{sgn}(s) \quad (20)$$

最终,通过 Simulink 仿真平台搭建了柔顺结构变弯度控制器,如图 6 所示。

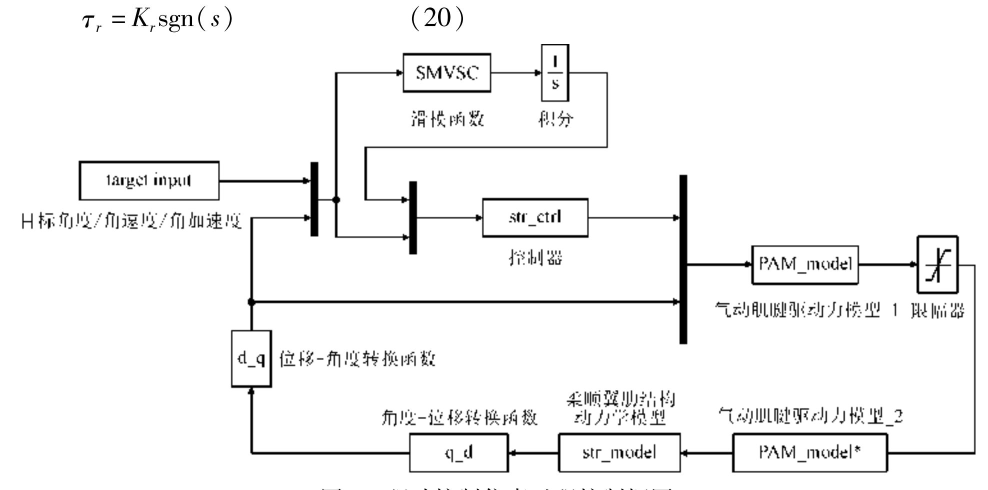


图 6　驱动控制仿真过程控制框图

Fig. 6　Control block diagram of drive control simulation process

基于名义模型的滑模变结构控制方法,对控制器的比例系数 K_p、积分系数 K_i 及滑模面斜率参数 Λ 进行整定,取 4 组不同的调节参数如表 2 所示,计算得到不同控制参数的响应曲线,如图 7 所示。分析响应曲线可知,比例系数、积分系数及滑模面系数的选取对控制系统的超调量、调节速度、稳态误差有着至关重要的影响。而综合比较不同的参数组合的仿真结果,将选取第 3 组参数组合进行控制试验。

表 2　不同控制器参数下的系统动态性能

Tab. 2　Dynamic performance of the system under different control parameters

调节参数	K_p	K_i	Λ	调节时间/s	稳态误差/%	超调量/%
Sim1	0.2	0.5	5	0.91	0.68	0.00
Sim2	0.2	0.5	20	0.37	0.02	1.02
Sim3	2.0	0.5	20	0.34	0.02	0.00
Sim4	2.0	5.0	20	1.55	0.00	12.2

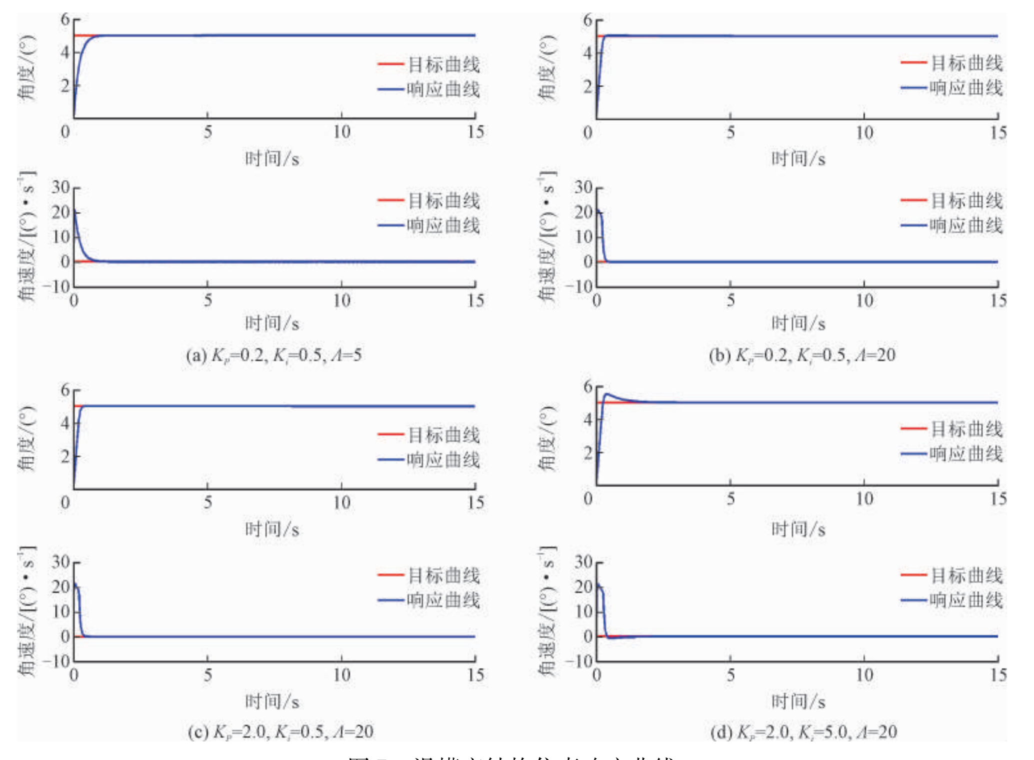


图 7　滑模变结构仿真响应曲线

Fig. 7　Simulation response curve of sliding mode variable structure

4　柔顺翼肋及翼盒驱动控制试验

根据结构优化的结果,利用7075Al-T6合金材料进行实物加工制作,进行变弯度能力测试。同时参考数值计算结果,对结构中典型位置处进行了应变实时监测,监测点位置如图8所示。

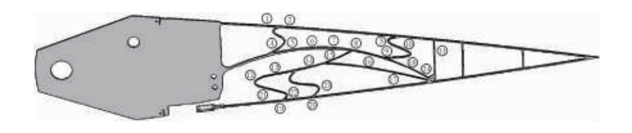


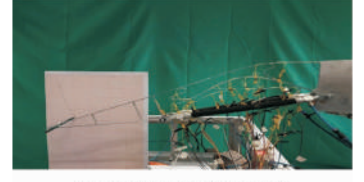
图8　柔顺翼肋变弯度能力验证试验应变片位置图

Fig. 8　Strain gauge location diagram of compliance wing rib variable bending ability verification test

通过观测计算,在6.5 V驱动电压下,气动肌腱内部气压为396.181 kPa,翼肋柔顺段结构的等效偏转角度可达15°,如图9所示。



(a) 初始状态的翼肋柔顺段



(b) 15°偏转时的翼肋柔顺段

图9　变弯度翼肋柔顺段偏转图

Fig. 9　Deflection diagram of compliant section of variable camber wing rib

翼肋结构中,拉应力最大水平出现在主梁变形段中间,其值为409.15 MPa;压应力最大水平出现在翼肋下缘根部子结构中,其值为-467.61 MPa;而该合金材料的许用应力540 MPa。在达到目标弯度状态时,结构应力水平均控制在材料线弹性变形段内,保证了柔顺翼肋具备达到目标弯度变化的能力。

在验证了翼肋柔顺段结构变弯度能力的同时,对实际结构目标偏转角度下的标记点的坐标进行拟合,得到实际结构变弯度构型图,将其与目标变弯度构型进行对比,如图10所示。其误差仅为8%,主要是由于翼肋模型试件中变截面曲梁加工难度较大,试验系统装配等原因导致误差的产生。

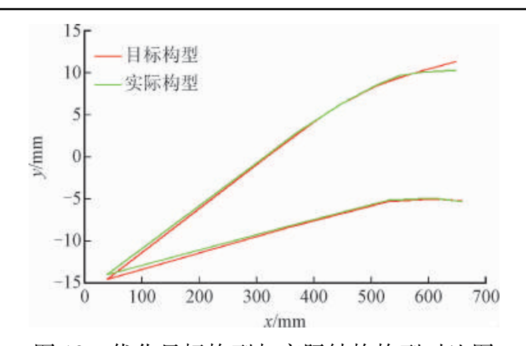


图10　优化目标构型与实际结构构型对比图

Fig. 10　Comparison of optimized target configuration and actual structure configuration

最后进行控制方法的验证。在试验系统中,结构响应的直接测试信号为激光测距仪测量得到的下翼缘根部位移;同时,为了保护试验系统与翼肋柔顺段结构的结构安全性,最大限度地降低控制系统中限幅器对于控制结果的影响。以选取下翼面根部位移10.2 mm,下弯角度为4°为例,驱动控制试验通过读取并计算阶跃响应过程中调节时间、稳态误差以及超调量这3个性能评价指标来评价不同控制器参数下的控制系统的动态性能。得到最优仿真参数下控制历程如图11所示,其响应时间为5.5 s,稳态误差为6%,超调量为0。在系统达到动态稳定后,由于惯性及控制存在的滞后性,结构会在滑模面附近来回穿越[30],同时由于系统驱动力是通过气源提供压强,再由比例调压阀进行控制调节气动肌腱内部压力,均是以气体动态压强作为驱动力;因此难以做到绝对稳定,产生微小的波动,响应曲线中表现为结构在目标位置处有微小波动。但是,该控制方法稳定性强,且稳态误差很小,满足工程需要。

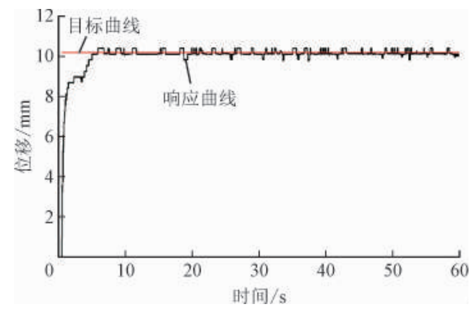


图11　变弯度翼肋柔顺段滑模控制响应函数曲线

Fig. 11　Response function curve of sliding mode control in compliant section of variable camber wing rib

以最大等效下偏角30°进行典型机翼盒段变形控制试验。多翼肋翼盒结构在伺服电机驱动下,首先进行刚性偏转,其转动角度与驱动器水平作动距离可由其几何关系直接计算得到,当刚性转动段下弯20°时,伺服电机驱动的水平位移为21 mm。当刚

性转动段旋转至指定位置时，对伺服电机驱动器进行锁死。在此基础之上，维持刚性转动不变，应用气动肌腱进行柔顺段的下弯驱动。试验结果表明给气动肌腱施加 390 kPa 压力(6.5 V 气动阀驱动电压)，可实现柔顺段结构等效偏转角度达到15°，整体后缘达到下弯 30°的目标。后缘变形形态如图 12 所示。

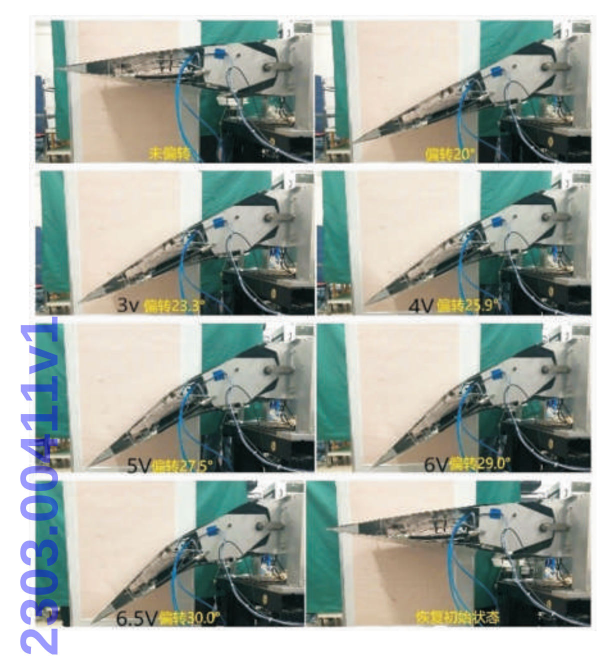


图 12　不同驱动下后缘变形形态

Fig. 12　Deformation shape of trailing edge under different driving

5 结　论

根据结构优化得到的刚柔混合构型，采用气动肌腱作为驱动器，并以翼肋结构的柔顺段大变形控制为研究对象，提出了一种柔顺结构控制方案。

首先，根据柔顺翼肋结构动力学的建模误差，以及刚柔混合后缘可变弯度机翼的实际应用场景中可能遇到扰动，本研究采用了基于名义模型的滑模变结构控制方法对翼肋柔顺段结构进行了变弯度控制研究。第一步，建立了气动肌腱驱动力输出的数学模型；第二步，将翼肋柔顺段结构近似等效为单自由度机械臂系统，建立了其动力学模型；第三步，采用 PI 滑模控制器进行驱动控制建模，并对控制器参数进行整定。通过对仿真结果的综合比较，当控制器参数为 $K_p = 2$，$K_i = 0.5$，$\Lambda = 20$ 时，结构的响应时间较快，超调量且稳态误差较小。

其次，采用 7075-T6 航空硬铝制造加工了翼肋试验件并搭建了翼肋变形控制试验系统。进行了翼肋柔顺段变形能力的测试，在该控制算法控制下，翼肋柔顺段可以迅速达到且稳定在目标位置，同时测得实际变形外轮廓线与目标变形外轮廓线误差仅为 8%。而实际调节时间仅为 5.5 s，稳态误差为 6%，超调量为 0，说明该控控制方法合理、有效。

最后，基于翼肋及控制系统设计加工了典型机翼盒段，并通过伺服电机及气动肌腱分别对刚柔混合偏转后缘的刚性段及柔性段进行驱动。在刚性段下弯至 20°后，气动肌腱驱动电压达到 6.5 V 时，刚柔混合下弯角度达到设计值 30°，同时记录了不同电压下的变形状态。验证了机翼盒段的刚柔混合变形能力及控制方法的有效性。

参考文献

[1]　刘卫东. 变形机翼关键技术的研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2014.

[2]　王彬文，杨宇，钱战森，等. 机翼变弯度技术研究进展[J]. 航空学报，2022，43(1)：24943.
WANG Binwen，YANG Yu，QIAN Zhansen，et al. Technical development of variable camber wing：Review[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica，2022，43(1)：24943(in Chinese).

[3]　董二宝. 智能变形飞行器结构实现机制与若干关键技术研究[D]. 合肥：中国科学技术大学，2010.

[4]　LOEWY R G. Recent developments in smart structures with aeronautical applications[J]. Smart materials and structures，1997，6(5)：R11.

[5]　聂瑞. 变体机翼结构关键技术研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2018.

[6]　VOS R，BARRETT R，BREUKER R，et al. Post-buckled precompressed elements：A new class of control actuators for morphing wing UAVs[J]. Smart materials and structures，2007，16(3)：946-957.

[7]　李宝仁，刘军，杨钢. 气动人工肌肉系统建模与仿真[J]. 机械工程学报，2003，39(7)：23-28.
LI Baoren，LIU Jun，YANG Gang. Modeling and simulation of pneumatic muscle system[J]. Chinese journal of mechanical engineering，2003，39(7)：23-28(in Chinese).

[8]　马莉丽，蒋猛. 基于名义模型的机械手 PI 鲁棒滑模控制研究[J]. 西南大学学报，2016，38(12)：133-139.
MA Lili，JIANG Meng. Research on manipulator's PI robot sliding model control based on manipulator's nominal model[J]. Journal of Southwest University，2016，38(12)：133-139(in Chinese).

[9]　刘卫东，丁倩，朱华，等. 基于超声电机的变弯度翼的驱动与集成[J]. 振动，测试与诊断，2013，33(5)：856-861.
LIU Weidong，DING Qian，ZHU Hua，et al. Driving and integration of variable curvature wing based on ultrasonic motor[J]. Journal of vibration，measurement & diagnosis，2013，33(5)：856-861(in Chinese).

[10]　UTKIN V I，CHANG H C. Sliding mode control on electro-mechan-

ical systems[J]. Mathematical problems in engineering,2002,8(4/5):451-473.

[11] MAN Z H,PAPLINSKI A P,WU H R. A robust MIMO terminal sliding mode control scheme for rigid robotic manipulators[J]. IEEE transactions on automatic control,1994,39(12):2464-2469.

[12] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2005.

[13] 聂瑞,裘进浩,季宏丽,等. 主动柔性后缘气动特性优化[J]. 工程热物理学报,2019,40(1):69-76.
NIE Rui,QIU Jinhao,JI Hongli,et al. Aerodynamic characteristics optimization of active compliant trailing edge[J]. Journal of engineering thermophysics,2019,40(1):69-76(in Chinese).

[14] ZHANG J Y,SHAW A D,WANG C,et al. Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing[J]. Aerospace science and technology,2021,111:16534.

[15] FENG N,LIU L W,LIU Y J,et al. A bio-inspired,active morphing skin for camber morphing structures[J]. Smart materials and structures,2015,24(3):035023.

[16] CRAMER N B,CELLUCCI D W,FORMOSO O B,et al. Elastic shape morphing of ultralight structures by programmable assembly[J]. Smart materials and structures,2019,28(5):055006.

[17] GU X J,YANG K K,WU M Q,et al. Integrated optimization design of smart morphing wing for accurate shape control[J]. Chinese journal of aeronautics,2021,34(1):135-147.

[18] 张音旋,邱涛,王健志. 一种柔性蒙皮设计技术及其在后缘变弯度机翼结构中的应用[J]. 航空科学技术,2012(5):26-28.
ZHANG Yinxuan,QIU Tao,WANG Jianzhi. A flexible skin design technology and the application on variable camber trailing edge[J]. Aeronautical science & technology,2012(5):26-28(in Chinese).

[19] 杜经民,杨钢,傅晓云,等. 气动人工肌肉系统控制性能的实验研究[J]. 华中科技大学学报,2004,32(4):35-37.
DU Jingmin,YANG Gang,FU Xiaoyun,et al. An experimental study of control characteristics of pneumatic muscle system[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology,2004,32(4):35-37(in Chinese).

[20] ZHAO S W,LI D C,ZHOU J,et al. Numerical and experimental study of a flexible trailing edge driving by pneumatic muscle actuators[J]. Actuators,2021,10(7):142.

[21] FICOLA A,LA CAVA M. A sliding mode controller for a two-joint robot with an elastic link[J]. Mathematics and computers in simulation,1996,41(5/6):559-569.

[22] 张克勤,苏宏业,庄开宇,等. 三级倒立摆系统基于滑模的鲁棒控制[J]. 浙江大学学报,2002,36(4):404-409.
ZHANG Keqin,SU Hongye,ZHUANG Kaiyu,et al. Robust control based on sliding mode for a triple inverted pendulum[J]. Journal of Zhejiang University,2002,36(4):404-409(in Chinese).

[23] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京:科学出版社,1996.

[24] 刘金琨,孙富春. 滑模变结构控制理论及其算法研究与进展[J]. 控制理论与应用,2007,24(3):407-418.
LIU Jinkun,SUN Fuchun. Research and development on theory and algorithms of sliding mode control[J]. Control theory & applications,2007,24(3):407-418(in Chinese).

[25] 张晓宇,苏宏业. 滑模变结构控制理论进展综述[J]. 化工自动化及仪表,2006,33(2):1-8.
ZHANG Xiaoyu,SU Hongye. Survey on the developments of sliding mode variable structure control theory[J]. Control and instruments in chemical industry,2006,33(2):1-8(in Chinese).

[26] POONSONG P. Design and analysis of a multi-section variable camber wing[D]. College Park:University of Maryland,College Park,2004.

[27] LIM S M,LEE S,PARK H C,et al. Design and demonstration of a biomimetic wing section using a lightweight piezo-composite actuator(LIPCA)[J]. Smart materials and structures,2005,14(4):496.

[28] 樊晓平,徐建闽,毛宗源,等. 受限柔性机器人臂的鲁棒变结构混合位置/力控制[J]. 自动化学报,2000,26(2):176-183.
FAN Xiaoping,XU Jianmin,MAO Zongyuan,et al. Robust variable structure hybrid position force control for constrained flexible-link manipulators[J]. Acta automatica Sinica,2000,26(2):176-183(in Chinese).

[29] 郑里鹭,田钧,龙飞. 滑模变结构控制趋近运动边界特性研究[J/OL]. 控制工程,2021[2022-04-24]. https://doi.org/10.14107/j.cnki.kzgc.20200618.
ZHENG Lijiu,TIAN Jun,LONG Fei. Study on approaching motion boundary characteristics of sliding mode variable structure control[J/OL]. Control engineering of China,2021[2022-04-24]. https://doi.org/10.14107/j.cnki.kzgc.20200618(in Chinese).

[30] BRAHMI B,LARAKI M H,BRAHMI A,et al. Improvement of sliding mode controller by using a new adaptive reaching law:Theory and experiment[J]. ISA transactions,2020,97:261-268.

(编辑 黄崇亚)